

阿斯图微卫星姿态控制系统设计

王峰, 牛诗博, 岳程斐, 吴凡, 陈雪芹

引用本文:

王峰, 牛诗博, 岳程斐, 等. 阿斯图微卫星姿态控制系统设计[J]. *光学精密工程*, 2020, 28(10): 2192–2202.

WANG Feng, NIU Shi-bo, YUE Cheng-fei, et al. Design of attitude control system for ASRTU microsatellite[J]. *Optics and Precision Engineering*, 2020, 28(10): 2192–2202.

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.37188/OPE.20202810.2192>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

[面向卫星姿控算法快速验证的全物理仿真平台构建](#)

Construction of full physical stimulation platform for fast verification of satellite attitude control algorithm

光学精密工程. 2017, 25(12z): 187–195 <https://doi.org/10.3788/OPE.20172514.0189>

[敏捷卫星姿态机动的非线性模型预测控制](#)

Nonlinear model predictive control of agile satellite attitude maneuver

光学精密工程. 2015, 23(8): 2318–2327 <https://doi.org/10.3788/OPE.20152308.2318>

[基于terminal滑模控制的小卫星机动方法](#)

Small satellite maneuver based on terminal sliding mode control

光学精密工程. 2015, 23(2): 485–496 <https://doi.org/10.3788/OPE.20152302.0485>

[分布式遥感编队多星协同观测中的姿态控制](#)

Attitude control in multi-satellite cooperative observations for distributed remote sensing

光学精密工程. 2019, 27(1): 58–68 <https://doi.org/10.3788/OPE.20192701.0058>

[动态磁场校准的九轴惯性融合](#)

Nine-axis inertial fusion method based on dynamic magnetic field calibration

光学精密工程. 2020, 28(9): 2007–2016 <https://doi.org/10.37188/OPE.20202809.2007>

文章编号 1004-924X(2020)10-2192-11

阿斯图微卫星姿态控制系统设计

王 峰¹, 牛诗博¹, 岳程斐², 吴 凡¹, 陈雪芹^{1*}

(1. 哈尔滨工业大学 卫星技术研究所, 黑龙江 哈尔滨 150006;

2. 哈尔滨工业大学(深圳) 空间科学与应用技术研究院, 广东 深圳 518055)

摘要: 阿斯图微卫星是一颗由哈尔滨工业大学牵头研制, 在中俄工科大学联盟(ASRTU)合作框架下研制的一颗 12U 立方星, 本文针对阿斯图微卫星任务进行了姿态控制系统设计及仿真分析。首先介绍了阿斯图微卫星的控制指标, 通过指标分解确定了姿态传感器及执行机构的主要性能指标。接着, 根据星上敏感器的配置情况, 设计了多种定姿和控制方案, 并对各控制模式间的切换逻辑进行了设计。卫星姿态确定采用了基于陀螺和星敏感器的扩展卡尔曼滤波算法, 姿态控制采用了偏差四元数和偏差角速度反馈的 PD 控制方法。仿真结果表明: 星敏感器有效时, 姿态确定精度优于 20", 姿态指向精度优于 0.05°, 稳定度优于 0.01 (°)/s, 能够满足阿斯图立方星的任务要求。

关键词: 阿斯图; 微卫星; 姿态控制; 扩展卡尔曼滤波

中图分类号: V448.22 **文献标识码:** A **doi:** 10.37188/OPE.20202810.2192

Design of attitude control system for ASRTU microsatellite

WANG Feng¹, NIU Shi-bo¹, YUE Cheng-fei², WU Fan¹, CHEN Xue-qin^{1*}

(1. *Research Center of Satellite Technology, Harbin Institute of Technology, Harbin 150006, China;*

*2. Institute of Space Science and Applied Technology,
Harbin Institute of Technology, Shenzhen 518055, China)*

** Corresponding author, E-mail: cxqh@163.com*

Abstract: The ASRTU Microsatellite is a 12U CubeSat managed by the Harbin Institute of Technology and developed under the cooperation of the China-Russia University of Technology Alliance (ASRTU). This paper presents the design of an attitude control system for the ASRTU microsatellite mission. The control indicators of the ASRTU Microsatellite are first introduced and the main performance indicators of the attitude sensor and actuator are determined through index decomposition. Then, according to the configuration of the on-board sensor, a variety of positioning and control scheme designs are presented, and the switching logic between each control mode is described. The extended Kalman filter algorithm based on gyro and star sensors was used for satellite attitude determination, and the deviation quaternion and the deviation angular velocity feedback PD control method was used for attitude control. Simulation results indicate that the accuracy of attitude determination system when the star sensor is valid is better than 20". Moreover, the control accuracy and stability are bet-

收稿日期: 2020-04-10; 修订日期: 2020-05-22.

基金项目: 国家自然科学基金面上项目 (No. 11972130)

ter than 0.05° and $0.01^\circ/\text{s}$, respectively. The results indicate that the proposed design meets the mission requirements of ASRTU CubeSat.

Key words: ASRTU; microsatellite; attitude control; extended Kalman filter

1 引言

近年来,微小卫星产业发展迅速。国际上一般将小于 500 kg 的人造卫星统称为微小卫星^[1],其中 100~500 kg 的称为小卫星;10~100 kg 的称为微卫星;1~10 kg 的称为纳卫星;低于 1 kg 的称为皮卫星。微电子学的进步使微小卫星能够在保持现代航天器性能特征的同时实现小型化。它们的建造、测试和发射成本低廉,从而可以组成大型星座^[2]。据统计,小卫星发射数目已占全球航天器发射数目约 70%,已成为航天发射的主流。

现代小卫星具有质量轻、体积小、研制周期短、技术含量高的特点,在空间遥感、通信和导航、空间技术验证、深空探测、军事应用等方面具有广泛的应用^[3]。2012年,美国陆军空间与导弹防御部门提出研制“纳眼”(Nano Eye)飞行试验卫星,要求在 300 km 轨道高度提供优于 0.5 m 的对地观测分辨率。“纳眼”卫星成本低于 500 万美元,包括有效载荷、卫星平台、发射和运行操作费用。有效载荷包含超轻量望远镜与相机。阿根廷 Satellogic 公司计划创建一个由 300 颗卫星组成的大型对地观测星座。每颗卫星质量为 37 kg,轨道高度为 500 km,覆盖全球。星座分三期建成,第一期称为 Aleph-1 星座,已于 2017 年和 2018 年搭载中国长征四号火箭发射成功^[4]。日本预计发射 Kanazawa-SAT3 用于监视与引力波事件相关的 X 射线瞬变^[5]。该卫星本体尺寸是一个 50 cm 的立方体,质量为 50 kg,携带宽视场 X 射线成像仪和小型伽马射线探测器两个载荷。

国内外已有诸多学者对微卫星姿态控制系统设计进行研究。曹明玉以某近地轨道对地观测微卫星为例,研究了只采用磁力矩器作为执行机构的姿态控制方法。针对卫星小角度摄动设计了拟 PD 控制器和 LQR 控制器;针对卫星大角度机动设计了滑模控制器,但主要是对控制器进行研究,忽略了姿态确定部分^[6]。李东等对 SZ-7 飞船伴星(BX-1)的姿态控制系统进行设计,并完成了在

轨试验。BX-1 选用微型动量轮和磁力矩器作为执行机构,太阳传感器和磁强计作为姿态敏感器,并在俯仰轴上配备微型光纤陀螺。经过在轨验证,太阳传感器有效时 BX-1 的定姿精度优于 1.5° ,对地定向模式下俯仰稳定度优于 $0.15^\circ/\text{s}$ 滚动和偏航稳定度优于 $0.05^\circ/\text{s}$ ^[7]。Shin-ichiro 等针对 REIMEI 微卫星设计了基于磁力矩器的姿态控制方法和剩磁估计算法并进行了在轨验证。星上配备 3 只磁力矩器和一个动量轮作为执行机构;配备三台光纤陀螺,两只太阳传感器和一台三轴磁强计作为姿态敏感器。在轨数据表明,REIMEI 的姿态确定精度优于 0.06° ,指向精度优于 0.5° ,稳定度优于 $0.03^\circ/\text{s}$ 。通过对剩磁在轨估计并进行补偿,姿态指向精度提高了 2~4 倍^[8]。这样的设计能够有效降低卫星发射成本,但在性能指标上略劣于传统以反作用飞轮作为执行机构的设计方式。

阿斯图微卫星是基于阿斯图联盟(即中俄工科大学联盟)2013年签署的青岛宣言,计划由中俄两国大学联合研制一颗微卫星。该项目由哈尔滨工业大学牵头,卫星质量约为 17.4 kg,是一颗 12U 的立方星,运行轨道为 530 km 的太阳同步轨道。阿斯图微卫星的地面像元分辨率优于 2.5 m,幅宽 13.9 km,主要搭载中国科学院长春光学精密机械与物理研究所研制的高分辨率相机、自研 CMOS 相机、导航增强板、生物燃料电池以及离轨球等。预计搭载联盟号运载火箭发射升空,在轨执行对地成像和有效载荷试验任务。

本文针对阿斯图微卫星总体设计中姿态控制系统设计方面存在的问题,进行了阿斯图微卫星姿态确定系统和姿态控制系统设计,提出控制策略并进行了仿真分析研究。

2 姿态控制系统简介

2.1 控制系统功能需求

根据阿斯图整星的任务需求,姿态控制系统需要完成两个主要姿态指向任务:长期在轨状态下保证太阳帆板面(+Y)对日以保证星上能源供

给,以及执行对地成像任务时按照要求的侧摆角进行侧摆以对目标区域进行推扫成像。阿斯图微卫星姿态控制系统的主要指标如表 1 所示。

表 1 阿斯图卫星任务模式的主要指标要求

Tab. 1 Main performance indicators of ASRTU

技术指标	指标要求
姿态确定精度/($''$)	50
指向精度/($^{\circ}$)	0.1
稳定度/($^{\circ}$) \cdot s $^{-1}$)	0.01

根据任务需求,对卫星姿态确定精度的要求达毫秒级,因此选用星敏感器作为主要的姿态敏感器,并要求其测量精度优于 $50''$ 。为了增加系统可靠性,选用太阳敏感器和磁强计作为备用定姿手段。

卫星的稳定度主要与陀螺和飞轮的性能有关。一般工程上要求陀螺和飞轮对稳定度影响之和应不超过稳定度指标。为了满足整星稳定度需求,并保有一定余量,飞轮角动量误差应不超过 $0.1 \text{ mN}\cdot\text{m}\cdot\text{s}$,陀螺噪声的最大幅值不超过 $5 (^{\circ})/\text{h}$ 。

2.2 卫星姿态动力学

图 1 为姿态控制系统闭环控制原理。它由测量部件、执行机构和姿态计算单元构成,其中姿态计算单元与中心计算机复用。星上携带的测量部件测量卫星相对惯性系的四元数、角速度等信息,将测量数据传递给计算机。计算机根据内嵌的定姿算法与控制算法对数据进行处理,将传感器信息综合利用并对误差项进行补偿,形成控制指令。飞轮和磁力矩器在控制指令驱动下输出控制力矩,控制卫星的姿态。

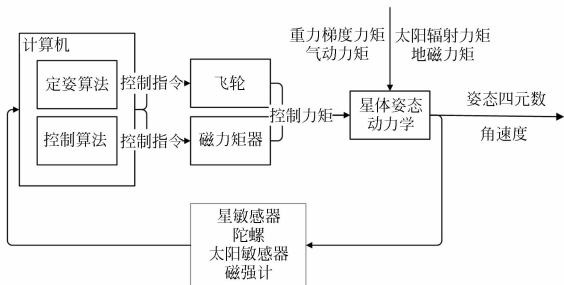


图 1 姿态控制系统闭环控制原理

Fig. 1 Schematic diagram of closed-loop control of attitude control system

卫星在轨道上不仅受到执行机构输出控制力矩的作用,也受到空间环境力矩的作用^[9]。采用刚体动力学方程^[10]进行描述:

$$\mathbf{I}\dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{I}\boldsymbol{\omega} + (\dot{\mathbf{h}} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{h}) = \mathbf{T}, \quad (1)$$

式中: \mathbf{T} 为空间环境力矩与磁力矩器输出力矩的合力矩, \mathbf{h} 为飞轮角动量, \mathbf{I} 为卫星本体转动惯量矩阵, $\boldsymbol{\omega}$ 为卫星相对于惯性系的角速度。姿态运动学方程由四元数形式表示:

$$\dot{\mathbf{q}} = \frac{1}{2} \mathbf{q} \otimes \boldsymbol{\omega}, \quad (2)$$

式中: \mathbf{q} 为姿态四元数, $\boldsymbol{\omega} = [0 \quad \omega_x \quad \omega_y \quad \omega_z]$,为标量为零的扩展角速度四元数, \otimes 代表四元数乘法。

2.3 敏感器和执行机构

阿斯图微卫星姿态控制系统的配置如下:

2台星敏感器,质量为 0.08 kg ,俯仰/滚转轴精度优于 $6''$,偏航轴精度优于 $40''$,最大跟踪角速度 $2 (^{\circ})/\text{s}$,数据接口为 CAN 总线。1只双轴数字式太阳敏感器,质量为 0.04 kg ,视场优于 $-60^{\circ} \sim 60^{\circ}$,视场精度优于 0.15° ,数据接口为 CAN 总线。1台光纤陀螺,质量为 0.2 kg ,陀螺测量范围为 $\pm 10 (^{\circ})/\text{s}$,零偏稳定性优于 $0.5 (^{\circ})/\text{h}$,随机游走优于 $0.03 (^{\circ})/\sqrt{\text{h}}$,数据接口为 RS422。一只 MEMS 惯组,陀螺测量范围为 $\pm 100 (^{\circ})/\text{s}$,零偏稳定性优于 $8 (^{\circ})/\text{h}$,随机游走优于 $0.17 (^{\circ})/\sqrt{\text{h}}$,数据接口为 SPI 接口数据接口为 SPI 接口。一只三轴磁强计,磁场强度范围 $\pm 2 \text{ G}$,精度优于 5% 最大量程,数据接口为 RS232 或 RS485。

太阳帆板上安装 6 只磁力矩器,每轴 2 只,互为主备份,磁力矩器标称驱动电压为 12 V ,标称磁矩为 $[1.06 \quad 1.19 \quad 2.30]^T \text{ A}\cdot\text{m}^2$ 。配置 4 台反作用飞轮,采用三正装一斜装构型,单件质量为 0.32 kg ,转速范围为 $-7500 \sim 7500 \text{ r/min}$,最大角动量为 $50 \text{ mN}\cdot\text{m}\cdot\text{s}$,最大力矩为 $3 \text{ mN}\cdot\text{m}$,转速误差为 5 r/min 。

3 姿态确定方案

根据定姿过程中是否进行状态估计,将定姿方法分为直接定姿方法和滤波定姿方法。其中,直接定姿方法根据星敏感器的有效个数又分为四类,分别是单个星敏感器定姿、双恒星矢量定姿、

太阳敏/磁强计双矢量定姿和陀螺角速度积分定姿。

3.1 姿态直接确定方法

3.1.1 单个星敏传感器定姿

当单个星敏传感器有效时,由单个星敏传感器的输出姿态四元数输出姿态数据,经由星敏传感器安装矩阵求解卫星本体相对于 J2000 坐标系的姿态四元数,用作姿态估计或者直接确定卫星姿态信息。

3.1.2 双恒星矢量定姿

当两个星敏传感器输出数据均有效时,根据装订的星敏传感器安装矩阵数据以及两个星敏传感器输出数据,计算两星敏传感器光轴在 J2000 坐标系和体坐标系下的矢量,通过双矢量定姿原理确定体坐标系相对于 J2000 坐标系的姿态四元数,用作姿态估计或者直接确定卫星姿态信息。

3.1.3 太阳敏/磁强计双矢量定姿

星敏传感器无效时,若太阳敏和磁强计输出数据有效,采用太阳敏和磁强计输出数据,结合各自的安装矩阵、太阳星历和地磁场模型,通过双矢量定姿原理确定星本体相对 J2000 坐标系的姿态。

3.1.4 陀螺角速度积分定姿

以上姿态确定方法均无效时,根据陀螺输出角速度信息结合星体运动学方程进行姿态递推。在进行四元数数值积分时,使用四阶龙格库塔算法保证积分精度。星体运动学方程如式(2)所示。

3.2 滤波定姿方法

阿斯图微卫星采用扩展卡尔曼滤波器作为姿态估计器^[11-16],由姿态敏传感器直接测量或计算得到姿态四元数,与陀螺仪输出的角速度进行融合,能够估计出陀螺的常值漂移,提高姿态控制精度。

陀螺组件在测量过程中会受到陀螺常值漂移和噪声的影响,使陀螺仪输出偏离真实角速度。本文采用常规的陀螺误差模型,即:

$$\bar{\omega} = \hat{\omega} - b - n_{\omega}, \quad (3)$$

式中: $\bar{\omega}$ 为真实角速度; $\hat{\omega}$ 为陀螺输出轴的输出角速度; b 为陀螺常值漂移,对于参数 b ,满足 $\dot{b} = 0$; n_{ω} 为陀螺测量白噪声。

结合陀螺仪的误差模型,选取状态变量 $\mathbf{X} = [q \quad b]^T$ 作为滤波器状态向量,定义偏差状态 $\delta\mathbf{X} = [\delta q_e \quad \delta b]^T$ 为估计值相对于真实值的偏差, δq_e 为 δq 的矢量部分, $\delta q, \delta b$ 定义为:

$$\delta q = \hat{q}^* \otimes q, \quad (4)$$

$$\delta b = b - \hat{b}. \quad (5)$$

根据偏差状态星体动力学方程和陀螺仪误差模型可写出滤波器状态方程:

$$\dot{\delta\mathbf{X}} = \mathbf{F}(t)\mathbf{X} + \mathbf{W}(t), \quad (6)$$

式中:

$$\mathbf{F}(t) = \begin{bmatrix} -\hat{\omega}^{\times} & -\frac{1}{2}\mathbf{I}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \end{bmatrix}, \quad (7)$$

$$\mathbf{W}(t) = \begin{bmatrix} -\frac{1}{2}n_{\omega} \\ n_b \end{bmatrix}. \quad (8)$$

式(6)是连续的状态方程,将其离散化可得:

$$\delta\mathbf{X}_{k+1/k} = \Phi(\delta\mathbf{X}_k) + \mathbf{W}_k, \quad (9)$$

$$\Phi(\delta\mathbf{X}_k) = \mathbf{I}_{6 \times 6} + \mathbf{F}(t) \times T, \quad (10)$$

式中: T 为滤波器的计算周期, $\Phi(\delta x_k)$ 为 k 时刻到 $k+1$ 时刻的状态转移矩阵, \mathbf{W}_k 为系统噪声矩阵,且满足:

$$E\{\mathbf{W}_k\} = 0, \quad (11)$$

$$E(\mathbf{W}_i \mathbf{W}_j^T) = \begin{cases} \mathbf{Q}_k, & i = k \\ 0, & i \neq k \end{cases}, \quad (12)$$

$$\mathbf{Q}_k = \text{diag}(\sigma_{\omega}^2/4\sigma_b^2). \quad (13)$$

取 $k+1$ 时刻真实四元数与估计四元数偏差的矢部作为量测量,则量测方程可写为:

$$\mathbf{Z}_{k+1} = [\mathbf{I}_{3 \times 3} \quad \mathbf{0}_{3 \times 3}] \delta\mathbf{X}_{k+1} + \mathbf{V}_k, \quad (14)$$

式中 \mathbf{V}_k 为观测噪声矩阵,它满足:

$$E\{\mathbf{V}_k\} = 0, \quad (15)$$

$$E(\mathbf{V}_i \mathbf{V}_j^T) = \begin{cases} \mathbf{R}_k, & i = k \\ 0, & i \neq k \end{cases}, \quad (16)$$

$$\mathbf{R}_k = \text{diag}(\sigma_g^2), \quad (17)$$

式中 σ_g 为星敏传感器测量噪声均方差。根据经典的扩展卡尔曼滤波过程进行计算,可以在每个滤波周期对所选取状态的偏差量 $\delta\mathbf{X}$ 进行实时估计。用所获得偏差状态的最优估计结果修正四元数和陀螺漂移的预测值,即可得到状态向量 \mathbf{X} 的最优估计结果。所得的姿态估计数据既可满足定姿精度要求,又可在执行三轴稳定控制时补偿陀螺仪的零偏,提高姿态控制精度。

4 姿态控制方案

4.1 姿态控制模式

根据阿斯图卫星的任务需求,设计了多种姿态控制模式^[17-22],具体描述如下。

4.1.1 安全模式

当卫星姿态控制系统发生严重故障时,为了防止卫星失控,保障卫星安全运行,卫星在星务系统指令下进入安全模式。安全模式下,卫星跟踪太阳,使得太阳翼(+Y)始终面向太阳,确保卫星的能源供应,保持卫星安全运行,等待地面人员对故障进行分析处理。此时角速度控制输入 $\tilde{\omega} = [0 \ 0 \ 0]^T$ 。定义矢量 $\Delta = \mathbf{Y} \times \mathbf{S}$, 其中 \mathbf{Y} 为体坐标系太阳帆板所在平面的外法线方向, 即 $\mathbf{Y} = [0 \ 1 \ 0]^T$, \mathbf{S} 为太阳矢量在体坐标系下的投影, 如图 2 所示。设计控制率如下:

$$T = K_{\Delta} \frac{\Delta}{|\Delta|} + K_{\omega}(\tilde{\omega} - \omega), \quad (18)$$

其中: K_{Δ} , K_{ω} 为可调的增益系数, ω 为陀螺仪的输出角速度。

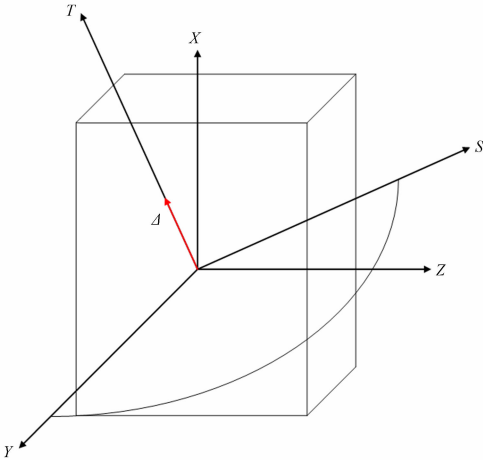


图 2 Δ 矢量的定义

Fig. 2 Definition of vector Δ

4.1.2 速率阻尼模式

速率阻尼模式用于阿斯图卫星初始入轨的消旋阶段。此过程卫星有较大的初始角速度, 仅使用飞轮作为执行机构可能会出现飞轮饱和的情况, 因此在角速度较大时使用磁力矩器进行消旋, 当角速度模长低于某一阈值时切换飞轮作为执行机构, 减少消旋过程所消耗的时间。控制磁矩的生成采用 B-dot 控制律:

$$\mathbf{m} = -\frac{K_B}{|\mathbf{B}|} \dot{\mathbf{B}}, \quad (19)$$

其中: K_B 为增益系数, \mathbf{B} 为磁感应强度, \mathbf{m} 为控制磁矩。

切换飞轮作为执行机构后, 采用 PD 控制律:

$$T = -K_d \times \omega, \quad (20)$$

其中: K_d 为增益系数, ω 为陀螺仪输出角速度。

4.1.3 对日三轴稳定模式

对日三轴稳定模式为阿斯图卫星的长期工作模式。在此模式下, 卫星帆板长期对日, 保证星上能源供给。此时姿态约束为星体帆板面(+Y)正对太阳, 相机光轴方向(+Z)在太阳矢量和地心矢量所形成的平面内, 且与地心矢量成一锐角。这样的设计可保证卫星的相机光轴与地心方向的夹角变化范围有限, 为后续的对地成像姿态机动提供便利。

本文使用 STK 软件对 2021 年 3 月起一年内相机光轴与地心夹角的变化进行了仿真, 结果如图 3 所示。在对日三轴稳定模式下, 一年内相机光轴与地心方向夹角的最大值为 48.542° , 最小值为 0° , 因而可有效减少由对日三轴稳定模式到对地成像任务模式所需要的姿态机动角度。

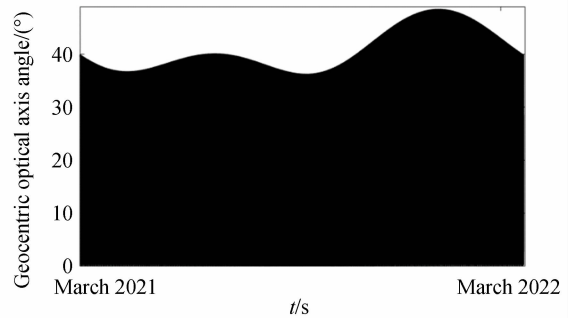


图 3 一年内光轴与地心方向夹角

Fig. 3 Angle between optical axis and geocentric direction within one year

此模式使用 PD 控制律生成飞轮控制指令:

$$T = -K_p \delta q_e + K_{\omega}(\tilde{\omega} - \omega), \quad (21)$$

其中: $\tilde{\omega}$ 为角速度控制输入, 在此模式下设置为 $\tilde{\omega} = [0 \ 0 \ 0]^T$; δq_e 为偏差四元数矢量部分, 偏差四元数可由下式计算:

$$\delta q = \tilde{q}^* \otimes q. \quad (22)$$

4.1.4 对轨道/任务三轴稳定模式

此模式用于卫星对地进行侧摆成像任务阶段。在进行侧摆成像时, 首先控制卫星由对日三轴稳定模式调整为对轨道三轴稳定模式, 此模式的角速度控制输入为:

$$\tilde{\omega} = [0 \ -\omega_{\text{cal}} \ 0]^T, \quad (23)$$

其中 ω_{cal} 为卫星轨道绕 J2000 坐标系原点运动的角速度,计算方式为:

$$\omega_{cal} = \frac{\left| \mathbf{V} - \frac{(\mathbf{R} \cdot \mathbf{V})\mathbf{R}}{|\mathbf{R}|^2} \right|}{|\mathbf{R}|}. \quad (24)$$

轨道坐标系由 \mathbf{R}, \mathbf{V} 矢量方向进行约束。定义轨道坐标系 Z 轴为 $-\mathbf{R}$ 方向, Y 轴方向与矢量 $\mathbf{y} = -\mathbf{R} \times \mathbf{V}$ 平行, XYZ 三轴成右手坐标系。姿态控制系统计算出目标姿态 \tilde{q} 后,结合星本体姿态信息计算偏差四元数:

$$\delta q = \tilde{q}^* \otimes q. \quad (25)$$

进而使用 PD 控制律生成飞轮控制指令:

$$T = -K_p \delta q_\epsilon + K_\omega (\tilde{\omega} - \omega). \quad (26)$$

星上任务规划软件计算所需侧摆角 θ 以及任务开始时间后形成控制指令。接收到指令后,卫星开始侧摆机动,进入对任务三轴稳定模式,此时角速度控制输入为:

$$\tilde{\omega} = \mathbf{C}_x(\theta) [0 \quad -\omega_{cal} \quad 0]^T, \quad (27)$$

其中 $\mathbf{C}_x(\theta)$ 为绕 x 轴旋转的基元旋转矩阵。

$$\mathbf{C}_x(\theta) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \theta & \sin \theta \\ 0 & -\sin \theta & \cos \theta \end{bmatrix}. \quad (28)$$

姿态控制系统根据输入的侧摆角计算新的目标姿态以及偏差四元数,控制卫星向目标姿态机动。

4.1.5 凝视模式

对目标凝视模式是阿斯图卫星的第二种任务机动模式。此模式下主要依靠卫星俯仰机动完成凝视任务,如图 4 所示。

凝视模式下,期望姿态为卫星 Z 轴指向目标点, Y 轴方向与矢量 $\mathbf{y} = -\mathbf{R}_T \times \mathbf{V}$ 平行, XYZ 三轴成右手坐标系。凝视模式控制角速度输入为:

$$\tilde{\omega} = [\omega_{Tx} \quad -\omega_{Ty} \quad 0]^T, \quad (29)$$

$$\omega_{Tx} = \frac{\mathbf{V} \cdot \hat{\mathbf{y}}}{|\mathbf{R}_T|}, \quad (30)$$

$$\omega_{Ty} = \frac{\mathbf{V} \cdot \hat{\mathbf{x}}}{|\mathbf{R}_T|}, \quad (31)$$

其中 \mathbf{R}_T 为目标点到卫星质心的位置矢量, $\hat{\mathbf{x}}$ 和 $\hat{\mathbf{y}}$ 分别是凝视模式期望姿态 XY 轴的单位矢量。同样,使用 PD 控制律生成飞轮控制指令:

$$T = -K_p q_\epsilon + K_\omega (\tilde{\omega} - \omega). \quad (32)$$

4.1.6 飞轮卸载模式

飞轮卸载模式用于飞轮饱和时卸载飞轮。当飞轮组任一轴出现转速超出卸载阈值时启动磁力矩器对飞轮转速进行卸载,此时飞轮控制力矩与安全模式一致,控制卫星帆板正对太阳以保证能源供给。磁矩生成指令采用:

$$m = -\frac{K}{B^2} [B \times \Delta h]. \quad (33)$$

由于此磁矩控制量所产生的磁力矩并不一定与多余角动量方向保持一致。因此,仅当满足条件 $|\mathbf{b} \cdot \Delta \hat{h}| < 0.707$ 时才进行卸载。 \mathbf{b} 和 $\Delta \hat{h}$ 分别是地磁场和期望卸载角动量的单位矢量。

4.2 控制模式自动切换

控制模式切换逻辑如图 5 所示。在初始入轨阶段,由于与运载器分离时具有较大的初始角速度,需要先进行消旋,卫星自动进入速率阻尼模式。当角速度小于设置的阈值范围内一段时间后,先进行一次飞轮卸载,之后自动进入对日三轴稳定模式。这是阿斯图卫星的长期工作模式。开始成像任务后,由计算机生成指令,控制卫星进入对轨道定向的三轴稳定模式并按照指令角度进行侧摆,准备成像。根据上述的成像任务驱动相机依次对目标点进行成像。任务完成后,计算机发出指令,返回对日三轴稳定模式。卫星在执行成像任务时不进行飞轮转速检测。除成像任务模式之外,在上述模式中若发现任一轴飞轮转速到达卸载阈值,自动进入飞轮卸载模式,待飞轮转速小于饱和转速的 5% 持续 10 s 后返回到对日三轴稳

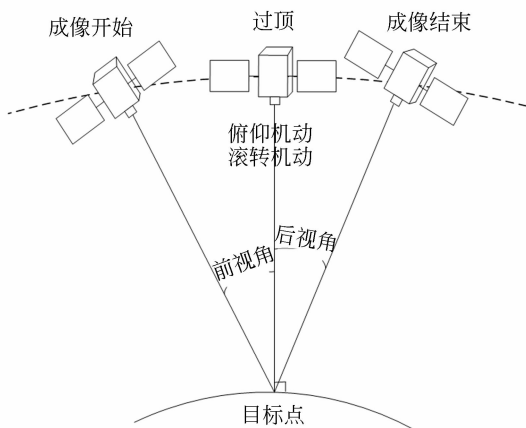


图 4 凝视模式
Fig. 4 Gaze mode

定模式或安全模式。此外,也可以由中心计算机形成指令在成像任务前进入飞轮卸载模式,以防止在成像任务过程中出现飞轮饱和现象。

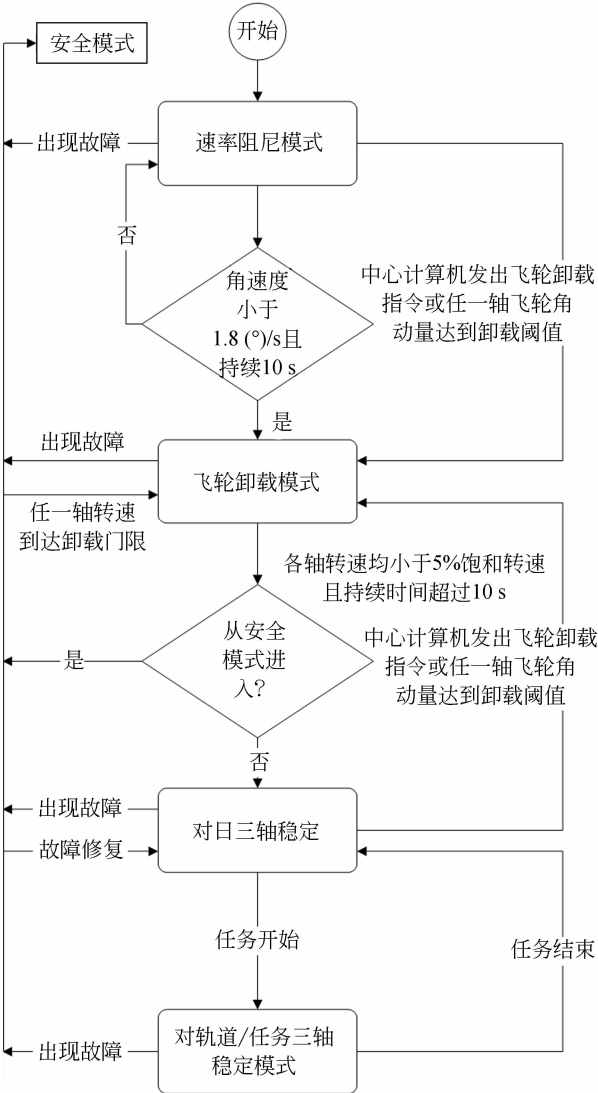


图 5 控制模式切换逻辑

Fig. 5 Control mode switching logic

5 仿真

本文采用 Simulink 搭建姿态控制系统框图,对所设计的滤波定姿和姿态控制模式进行仿真分析。定姿算法和控制算法由 C 语言编写,由 S-function 模块驱动 C 代码模拟星上计算机的控制输出。

5.1 初始条件

设置仿真初始条件如表 2 所示。

表 2 仿真初始条件

Tab. 2 Simulation initial conditions

条件名称	数 值
入轨初始角/ ($^{\circ}$) \cdot s^{-1})	$\omega_0 = [10 \ 10 \ 10]^T$
初始姿态	$q_0 = [1 \ 0 \ 0 \ 0]$
陀螺常值/ ($^{\circ}$) \cdot h^{-1})	$b = [30 \ 30 \ 30]^T$
卫星轨道	530 km SSO, 降交点地方时 15:30
协方差阵初值	$P_0 = 100 \times I_6$
惯量矩阵 / $(kg \cdot m^2)$	$I = \begin{bmatrix} 0.288 \ 427 & 0.001 \ 731 & -0.000 \ 010 \\ -0.001 \ 731 & 0.348 \ 146 & 0.004 \ 570 \\ -0.000 \ 010 & 0.004 \ 750 & 0.238 \ 090 \end{bmatrix}$

5.2 姿态确定系统精度分析

图 6 和图 7 是滤波过程对陀螺常值漂移的估计结果及其局部放大。可见所设计的定姿滤波器能有效估计陀螺输出数据中的常值漂移部分,估计精度优于 $0.2 (^{\circ})/h$ 。图 8 为姿态确定误差随时间变化,可知定姿误差优于 $20''$ 。

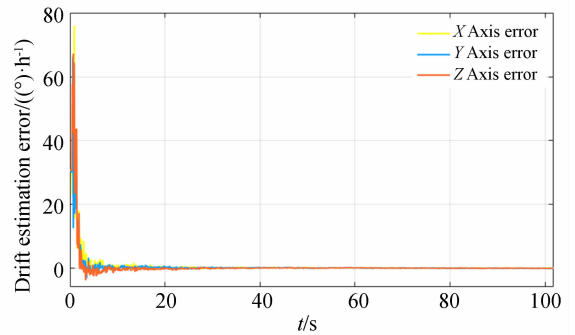


图 6 陀螺常值漂移估计误差

Fig. 6 Estimation errors of gyro constant drift

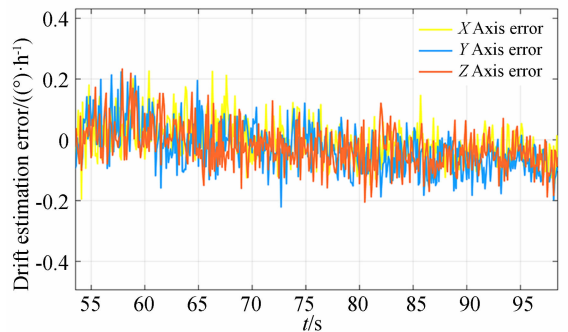


图 7 陀螺常值漂移估计误差(局部放大)

Fig. 7 Gyro constant drift estimation errors (Local zoom)

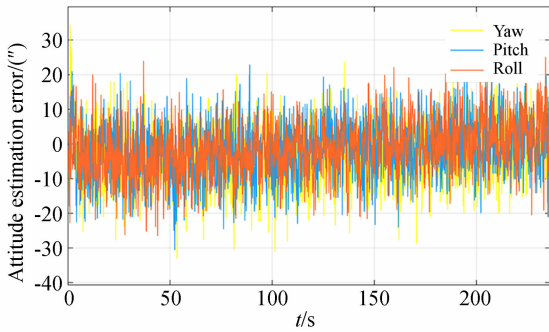


图 8 姿态估计误差

Fig. 8 Attitude estimate errors

5.3 姿态控制系统精度分析

卫星与运载器分离后要先后经过速率阻尼模式进行消旋, 之后进入对日三轴稳定模式。在接收到任务指令后转入对轨道/任务的三轴稳定模式, 结束任务后回到对日三轴稳定模式。此过程的姿态控制曲线如图 9~图 15 所示。

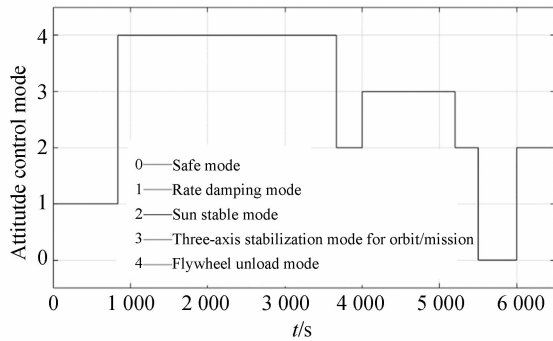


图 9 全过程姿态控制模式

Fig. 9 Attitude control modes in full process

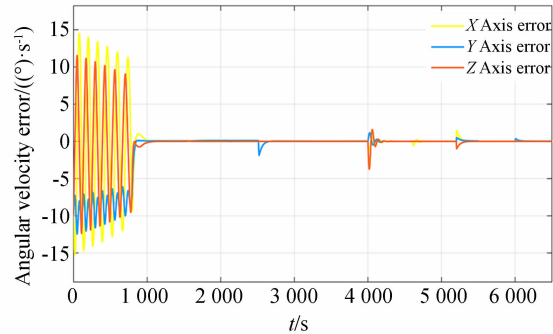


图 10 全过程角速度误差

Fig. 10 Angular velocity errors in full process

卫星首先进入速率阻尼模式, 此过程首先由磁力矩器作为执行机构, 在 798 s 时切换飞轮作为执行机构, 在 838 s 时消旋完成自动进入飞轮卸载模式。在 2 513 s 时完成卸载, 切换到对日三轴稳定模式。4 000 s 时计算机发出指令进入对轨道/任务三轴稳定模式。图 11 和图 13 显示执

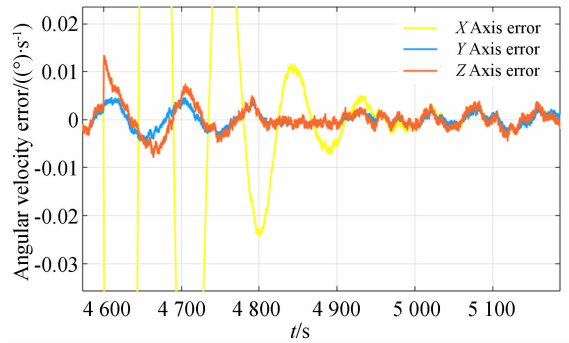


图 11 成像过程中角速度误差(局部放大)

Fig. 11 Angular velocity errors during imaging (Local zoom)

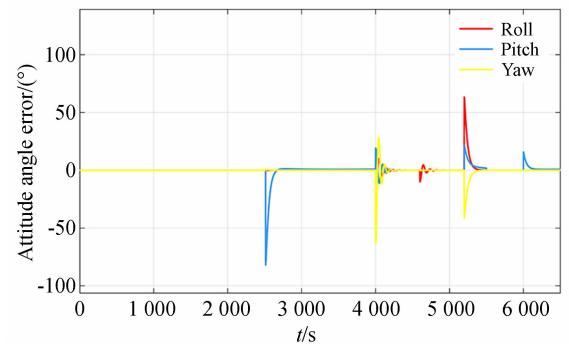


图 12 姿态角误差

Fig. 12 Attitude angle errors

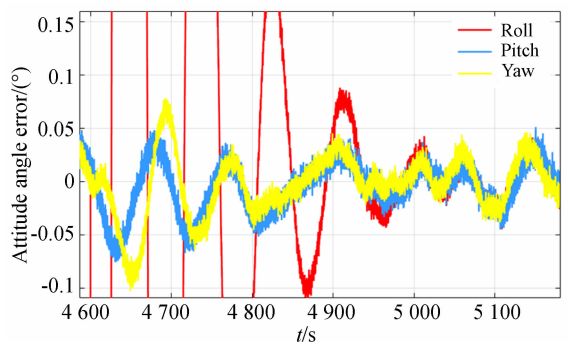


图 13 成像过程中的姿态角误差

Fig. 13 Attitude angle error during imaging

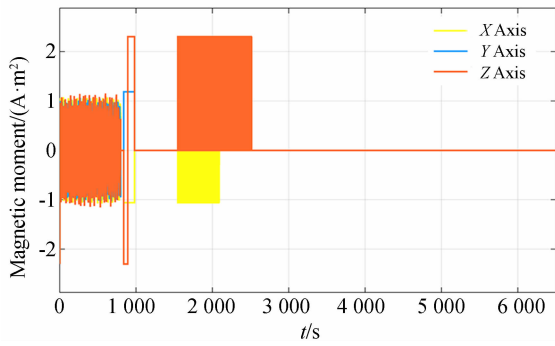


图 14 全过程磁矩

Fig. 14 Magnetic moment in full process

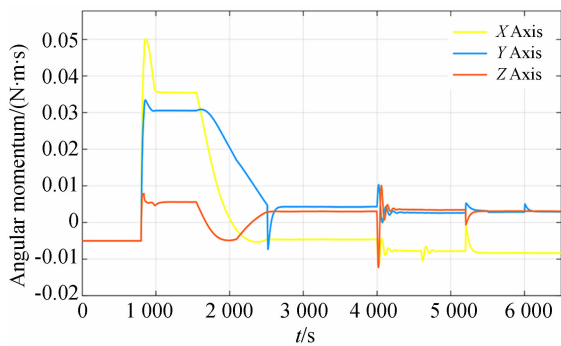


图 15 全过程飞轮角动量

Fig. 15 Angular momentum of flywheel in full process

行任务过程中姿态精度优于 0.05° , 稳定度优于 $0.01^\circ/\text{s}$ 。5 200 s 时成像任务结束计算机发出指令卫星再次回到对日三轴稳定模式。5 500 s 时计算机检测到故障发生, 卫星将进入安全模式。此时帆板面(+Y)仍正对太阳, 但不对另外两轴在惯性空间的指向进行控制。6 000 s 时, 故障解除, 计算机发出指令, 卫星返回对日三轴稳定模式。

6 结 论

本文对阿斯图微卫星的姿态控制系统进行了介绍。首先, 介绍了阿斯图微卫星敏感器和执行机构的配置和主要技术指标。然后, 对姿态控制模式以及模式切换逻辑进行了介绍, 在此基础上提出了适用于该卫星的姿态确定方法与控制策略, 并进行仿真分析。仿真结果表明: 基于星敏感器和光纤陀螺的扩展卡尔曼滤波的定姿精度优于 $20''$, 任务过程中姿态控制精度优于 0.05° , 稳定度优于 $0.01^\circ/\text{s}$, 能够满足阿斯图微卫星的任务要求。

参考文献:

- [1] 张华, 尹玉明, 王喜奎. 国外微小卫星发展现状及产品保证研究[J]. 中国航天, 2018(6): 51-54.
ZHANG H, YIN Y M, WANG X K. Study on the overseas microsatellite development status and product warranty[J]. *Aerospace China*, 2018(6): 51-54. (in Chinese)
- [2] KOPACZ J R, HERSCHITZ R, RONEY J. Small satellites an overview and assessment[J]. *Acta Astronautica*, 2020, 170: 93-105.
- [3] 姚云升. 现代小卫星技术的发展趋向及应用研究[J]. 科技与创新, 2019, (2): 158-159.
YAO Y SH. Research on Development Trend and Application of Modern Small Satellite Technology [J]. *Innovation Science and Technology*, 2019, (2): 158-159. (in Chinese)
- [4] 林来兴. 微小卫星技术发展和应用前景[J]. 国际太空, 2019, (6): 46-48.
LIN L X. Micro satellite technology development and application prospects [J]. *Space International*,

2019, (6): 46-48. (in Chinese)

- [5] YOSHIDA K, YONETOKU D, ARIMOTO M, et al.. Kanazawa-SAT-3: micro-satellite mission for monitoring X-ray transients coincide with gravitational wave events[C]. *SPIE Astronomical Telescopes + Instrumentation. Proc SPIE 10699, Space Telescopes and Instrumentation 2018: Ultraviolet to Gamma Ray, Austin, Texas, USA*. 2018, 1069: 1069962.
- [6] 曹明玉. LEO 对地观测微小卫星磁姿态控制方法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2017.
CAO M Y. *Research on Magnetic Attitude Control Methods of Earth Observation Micro Satellite in Low Earth Orbit*[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2017. (in Chinese)
- [7] 李东, 朱振才, 张锐, 等. SZ-7 伴星姿态控制系统设计及在轨试验[J]. 宇航学报, 2011, 32(3): 495-501.
LI D, ZHU ZH C, ZHANG R, et al.. The design and in-orbit test of the companion microsatellite attitude control system in SZ-7 flight mission [J].

- Journal of Astronautics*, 2011, 32(3): 495-501. (in Chinese)
- [8] SAKAI S I, FUKUSHIMA Y, SAITO H. Design and on-orbit evaluation of magnetic attitude control system for the "REIMEI" microsatellite[C]. 2008 10th IEEE International Workshop on Advanced Motion Control, March 26-28, 2008, Trento, Italy. IEEE, 2008: 584-589.
- [9] 刘善伍, 万松, 容建刚. 航天器空间环境干扰力矩分析与仿真研究[J]. 航天控制, 2015, 33(2): 78-81, 92.
LIU SH W, WAN S, RONG J G. The analysis and simulation of aircraft space environment disturbance torque[J]. *Aerospace Control*, 2015, 33(2): 78-81, 92. (in Chinese)
- [10] 徐喆垚, 陈宇坤, 张义超, 等. LH-2 微小卫星综合电子系统设计及姿态控制研究[J]. 载人航天, 2020, 26(1): 88-93, 81.
XU ZH Y, CHEN Y K, ZHANG Y C, et al.. Study on integrated electrical system design and attitude control of microsatellite LH-2[J]. *Manned Spaceflight*, 2020, 26(1): 88-93, 81. (in Chinese)
- [11] 王谦, 李新洪, 贺广松, 等. 基于EKF的航天器姿态确定算法及精度分析[J]. 计算机测量与控制, 2018, 26(6): 155-159.
WANG Q, LI X H, HE G S, et al.. Spacecraft attitude determination algorithm and precision analysis based on EKF[J]. *Computer Measurement & Control*, 2018, 26(6): 155-159. (in Chinese)
- [12] 宋亮. 星敏感器陀螺姿态确定系统在轨标定研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2011.
SONG L. *Research on In-orbit Calibration Methods for Star Tracker-gyro Attitude Determination System*[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2011. (in Chinese)
- [13] 陈雪芹, 耿云海. 陀螺/星敏感器在轨标定算法研究[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2006, 38(8): 1369-1373.
CHEN X Q, GENG Y H. On-orbit calibration algorithm for gyros/star sensor [J]. *Journal of Harbin Institute of Technology*, 2006, 38(8): 1369-1373. (in Chinese)
- [14] 陈雪芹, 耿云海. 一种利用星敏感器对陀螺进行在轨标定的算法[J]. 系统工程与电子技术, 2005, 27(12): 2112-2116.
CHEN X Q, GENG Y H. On-orbit calibration algorithm with star sensors of gyros[J]. *Systems Engineering and Electronics*, 2005, 27(12): 2112-2116. (in Chinese)
- [15] 陶子英. 姿态测量仪表在轨标定技术[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2014.
TAO Z Y. *On-orbit calibration technology of attitude measurement instruments*[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2014. (in Chinese)
- [16] FAN W. Nano Satellite Attitude Estimation with Magnetometer and Photodiodes Measurements [C]. 28th China Control and Decision Conference. Yinchuan; Editorial Department of Control and Decision, 2016: 1866-1870.
- [17] 马星宇. 基于反作用飞轮和磁力矩器的卫星姿态控制系统研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2013.
MA X Y. *Study on the Attitude Control System of Satellite with Reaction Wheels and Magnetometers*[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2013. (in Chinese)
- [18] 王鑫, 张妍, 尹玉明, 等. 微小卫星标准化现状的分析及思考[J]. 中国航天, 2018(12): 36-40.
WANG X, ZHANG Y, YIN Y M, et al.. Analysis and thoughts on microsatellite standardization status[J]. *Aerospace China*, 2018(12): 36-40. (in Chinese)
- [19] 贺广松, 李新洪, 王谦, 等. 模块化航天器姿态控制系统仿真研究[J]. 现代电子技术, 2018, 41(18): 131-134.
HE G S, LI X H, WANG Q, et al.. Simulation research on Attitude Control System for Modular Spacecraft [J]. *Modern Electronics Technique*, 2018, 41(18): 131-134. (in Chinese)
- [20] 王志远. 基于微型动量轮组的皮纳卫星姿态控制系统研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2017.
WANG ZH Y. *Research on the Attitude Control System for Nano-satellites Based on Micro-Reaction Wheels Units*[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2017. (in Chinese)
- [21] 戴路, 金光, 陈涛. 基于VSCMG的卫星姿态控制仿真系统[J]. 光学精密工程, 2008, 16(8): 1546-1553.
DAI L, JIN G, CHEN T. Satellite attitude control simulation test bed based on VSCMG[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2008, 16(8): 1546-1553. (in Chinese)
- [22] 徐开, 金光, 陈娟, 等. 敏捷小卫星姿态机动切换算法[J]. 光学精密工程, 2008, 16(8): 1528-1532.

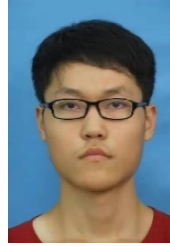
XU K, JIN G, CHEN J, *et al.*. Switch algorithm for quick small satellite attitude maneuver [J].

Opt. Precision Eng., 2008, 16(8): 1528-1532.
(in Chinese)

作者简介:

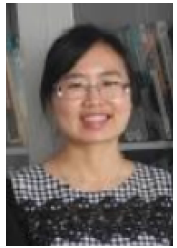


王 峰(1981—),男,浙江江山人,教授,博士生导师,2003、2005、2009年于哈尔滨工业大学分别获得学士、硕士、博士学位,主要研究方向为航天器在轨服务、编队飞行协同控制。E-mail: wf-hitsat@hit.edu.cn



牛诗博(1997—),男,陕西华阴人,硕士研究生,2019年于哈尔滨工业大学获得学士学位,主要从事卫星姿态控制方面的研究。E-mail: 19S018086@stu.hit.edu.cn

通讯作者:



陈雪芹(1981—),女,四川广元人,博士,副研究员,2003年、2005年、2008年于哈尔滨工业大学分别获得学士、硕士、博士学位,主要研究方向为卫星姿态控制系统设计与系统仿真、控制系统故障诊断与容错控制、卫星电源系统设计。E-mail: cxqh@163.com